

① RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
PARIS

① N° de publication :  
(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)

2 672 028

② N° d'enregistrement national :

91 00975

⑤ Int Cl<sup>5</sup> : B 64 C 13/16; G 05 B 11/36//G 05 D 1/08

⑫

## DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

② Date de dépôt : 29.01.91.

③ Priorité :

④ Date de la mise à disposition du public de la  
demande : 31.07.92 Bulletin 92/31.

⑤ Liste des documents cités dans le rapport de  
recherche : Se reporter à la fin du présent fascicule.

⑥ Références à d'autres documents nationaux  
apparentés :

⑦ Demandeur(s) : Société Anonyme dite:  
AEROSPATIALE SOCIÉTÉ NATIONALE  
INDUSTRIELLE — FR.

⑦ Inventeur(s) : Lacabanne Michel.

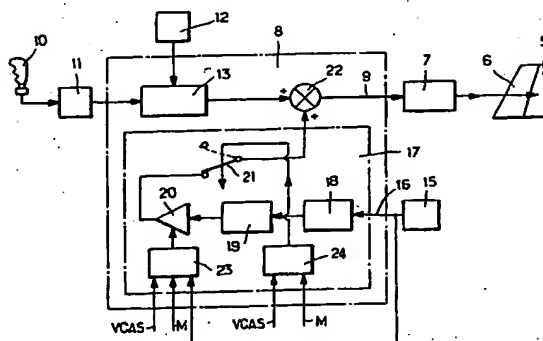
⑦ Titulaire(s) :

⑦ Mandataire : Cabinet Bonnetat.

⑤ Système permettant d'améliorer le comportement en flottement d'un aéronef.

⑤ - Système permettant d'améliorer le comportement en flottement d'un avion pourvu d'une gouverne de direction (5), ledit système comportant un accéléromètre (15), disposé dans la partie arrière (14) dudit aéronef, des moyens de filtrage (17), et des moyens (22) pour additionner un signal de correction au signal de pilotage.

- Selon l'invention, ce système est caractérisé en ce que lesdits moyens de filtrage (17) comportent un filtre passe-bande (18), un filtre d'adaptation de phase (19), un amplificateur (20) à gain variable, et un commutateur (21) transmettant auxdits moyens d'addition (22) le signal amplifié lorsque la vitesse aérodynamique de l'aéronef est supérieure à un premier seuil de vitesse, ledit filtre d'adaptation de phase (19) étant tel que ledit signal amplifié par ledit amplificateur (20) est, après passage dans les moyens de commande (7) de la gouverne de direction (5), retardé de 90° par rapport audit signal engendré par ledit accéléromètre (15).



FR 2 672 028 - A1



La présente invention concerne un système permettant d'améliorer le comportement en flottement d'un aéronef.

On sait que le flottement est l'apparition d'une instabilité dynamique de l'aéronef au-delà d'une certaine  
5 vitesse, dite vitesse critique de flottement. Le phénomène de flottement est lié au couplage entre les modes de déformation propres de la structure de l'aéronef (fréquences de résonance) et les forces aérodynamiques  
10 stationnaires engendrées par les mouvements de la structure. Les vibrations aéroélastiques instables constituant le flottement entraînent toujours l'inconfort des passagers de l'aéronef et peuvent conduire à la destruction, partielle ou totale, de ce dernier.

Pour remédier au flottement, les constructeurs d'aéronef  
15 ont généralement recours à des moyens passifs, qui consistent essentiellement à apporter des modifications à la géométrie ou à la rigidité de la structure de l'aéronef, ou bien encore aux masses emportées par celui-ci, par exemple les masses de carburant. Ces  
20 constructeurs peuvent également mettre en oeuvre des moyens actifs, constitués d'un système qui comporte des accéléromètres qui détectent les modes de déformation de l'aéronef et qui commandent, par l'intermédiaire d'une logique à base de filtres, des surfaces aérodynamiques  
25 commandables de l'aéronef, de façon à ce que ces surfaces aérodynamiques engendrent des forces s'opposant aux effets du flottement. Un tel système est par exemple décrit dans le brevet américain US-A-3 902 686 ou dans le document WO-87/02964.

30 Bien entendu, sur l'aéronef, les accéléromètres de détection sont disposés sur la partie la plus sensible au mode de déformation que l'on veut contrôler. Par exemple, on sait que, sur les avions civils longs

courriers, notamment quadriréacteurs, c'est la partie arrière du fuselage qui oscille (flexion latérale du fuselage arrière) sous l'effet des turbulences : aussi, dans ce cas, lesdits accéléromètres sont-ils disposés  
5 dans la partie arrière de l'aéronef, comme cela est décrit dans le compte-rendu de la Conférence n° 157 de l'Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), tenue du 14 au 17 octobre 1974 à Paris sur le thème "Impact of Active Control Technology on Airplane  
10 Design" par Gerald C. Cohen et Richard L. Schoenman.

Par ailleurs, les surfaces aérodynamiques commandables destinées à engendrer les forces contrecarrant les vibrations aéroélastiques peuvent, suivant les cas, être prévues spécialement sur l'aéronef, comme cela est  
15 décrit dans le brevet américain précité US-A-3 902 686, ou bien être des surfaces aérodynamiques usuelles de l'aéronef. C'est ainsi que, dans le compte-rendu de la Conférence AGARD n° 157 précitée, on utilise la gouverne de direction pour s'opposer aux accélérations latérales.

20 De plus, de façon évidente, de tels moyens actifs prennent en compte la vitesse de l'aéronef, comme cela est montré dans le document AGARD précité, ou bien encore dans le brevet français FR-A-2 298 132.

La présente invention a pour objet un système du type  
25 décrit dans le compte-rendu de la Conférence AGARD précitée, prévu pour améliorer le comportement en flottement d'un aéronef, notamment dans le cas d'un couplage aéroélastique entre la flexion latérale du fuselage arrière et le premier mode de flexion anti-symétrique de voilure et assurer, même dans ce cas, une  
30 stabilité aéroélastique satisfaisante.

A cet effet, selon l'invention, le système permettant d'améliorer le comportement en flottement d'un aéronef, pourvu d'une voilure fixe et d'une gouverne de direction, qui est actionnée par des moyens de commande recevant un signal de pilotage en lacet, ledit système comportant :

- un accéléromètre, disposé dans la partie arrière dudit aéronef, pour détecter les accélérations dues à la flexion latérale alternative de celle-ci et engendrer un signal représentatif desdites accélérations latérales ;
  - des moyens de filtrage, recevant ledit signal représentatif desdites accélérations latérales et engendrant un signal de correction de commande de ladite gouverne de direction, signal de correction qui dépend de la vitesse dudit aéronef et qui est destiné à l'amortissement de ladite flexion latérale alternative ; et
  - des moyens pour additionner ledit signal de correction audit signal de pilotage ;
- est remarquable en ce que lesdits moyens de filtrage comportent :
- un filtre passe-bande, dont la bande passante est centrée autour de la fréquence de la flexion latérale alternative de ladite partie arrière et qui reçoit ledit signal représentatif desdites accélérations latérales, engendré par ledit accéléromètre ;
  - un filtre d'adaptation de phase, qui reçoit le signal issu dudit filtre passe-bande ;
  - un amplificateur à gain variable, amplifiant le signal issu dudit filtre d'adaptation de phase, le gain dudit amplificateur étant une fonction décroissante de la vitesse aérodynamique dudit aéronef ; et
  - un commutateur transmettant auxdits moyens d'addition le signal amplifié par ledit amplificateur, lorsque ladite vitesse aérodynamique de l'aéronef est

supérieure à un premier seuil de vitesse auquel risque de se produire un couplage aéroélastique entre ladite flexion alternative de ladite partie arrière dudit aéronef et le premier mode de flexion antisymétrique de la voilure de celui-ci,

5 - ledit filtre d'adaptation de phase étant tel que ledit signal amplifié par ledit amplificateur est, après passage dans lesdits moyens de commande de ladite gouverne de direction, retardé de 90° par rapport audit signal représentatif desdites accélérations latérales, engendré par ledit accéléromètre.

10

On voit qu'ainsi l'action de la gouverne de direction est particulièrement efficace, puisqu'elle se produit en quadrature de phase par rapport à la flexion latérale alternative de la partie arrière du fuselage.

15

La fonction de transfert dudit filtre d'adaptation de phase peut être du type  $1+c1.p/1+c2.p$ ,  $p$  étant la variable de la transformation de Laplace et  $c1$  et  $c2$  étant des constantes. Bien entendu, les valeurs des constantes  $c1$  et  $c2$  dépendent des caractéristiques physiques de l'aéronef et doivent être déterminées pour chaque aéronef particulier.

20

Par ailleurs, la fonction de transfert dudit filtre passe-bande peut être du type

$$25 \quad \frac{a_0 + a_1.p + a_2.p^2 + a_3.p^3 + \dots + a_{n-1}.p^{n-1}}{b_0 + b_1.p + b_2.p^2 + b_3.p^3 + \dots + b_n.p^n}$$

$p$  étant la variable de la transformation de Laplace et  $a_0, a_1, \dots, a_{n-1}, b_0, b_1, \dots, b_n$  étant des constantes. Cependant, cette dernière fonction de transfert peut bien souvent être simplifiée en choisissant  $a_0=0, b_0=1, b_3=b_4=\dots=b_n=0, a_2=a_3=\dots=a_{n-1}=0, a_1=b_1$  et  $b_2=a_1^2$ , de sorte qu'elle devient  $a_1.p/1+a_1.p+a_1^2.p^2$ . Là encore, les

30

valeurs des constantes dépendent des caractéristiques physiques de l'aéronef.

Il est évident que le déphasage entre le signal délivré par l'accéléromètre et le braquage de la gouverne de direction dépend non seulement du filtre d'adaptation de phase, mais encore du filtre passe-bande et des caractéristiques dynamiques de la commande de direction. Ainsi, pour obtenir un déphasage de  $-90^\circ$ , il est nécessaire que les constantes de ces deux filtres soient choisies en prenant en compte toute la chaîne entre l'accéléromètre et la gouverne de direction. Par exemple, pour un avion de type quadriréacteur, on peut choisir  $c1=0,11$ ,  $c2=0,037$  et  $a1=0,0637$ .

Afin d'affiner la fonction d'amortissement du système conforme à la présente invention, le gain dudit amplificateur est une fonction décroissante, non seulement de ladite vitesse aérodynamique, mais encore du nombre de Mach et de l'accélération mesurée sur le fuselage arrière dudit aéronef.

Avantageusement, également à des fins d'optimisation de la fonction du système de l'invention, ledit commutateur transmet auxdits moyens d'addition le signal amplifié par ledit amplificateur, lorsque, à la fois, ladite vitesse aérodynamique et le nombre de Mach de l'aéronef, sont respectivement supérieurs audit premier seuil de vitesse et à un second seuil de nombre de Mach, auquel risque de se produire un couplage aéroélastique entre ladite flexion alternative de ladite partie arrière dudit aéronef et le premier mode de flexion antisymétrique de la voilure de celui-ci.

Le système conforme à la présente invention peut être de type numérique et être incorporé, à l'exception de

l'accéléromètre, au système de calculateurs de commande de vol de l'aéronef.

L'accéléromètre étant de type analogique, il est avantageux de prévoir un filtre anti-repliement (anti-aliasing) entre ledit accéléromètre et ledit filtre passe-bande, un convertisseur analogique-numérique étant alors disposé entre ledit filtre anti-repliement et ledit filtre passe-bande.

Avantageusement, la fonction de transfert du filtre anti-repliement est du type  $d_0/d_0+d_1.p+p^2$ . Pour l'exemple d'avion quadriréacteur mentionné ci-dessus,  $d_0$  et  $d_1$  peuvent respectivement être choisis égaux à 3948 et à 89.

A des fins de sécurité, le système peut comporter plusieurs accéléromètres en parallèle, disposés proches l'un de l'autre dans ladite partie arrière de l'aéronef et engendrant chacun un signal représentatif desdites accélérations latérales, lesdits signaux issus desdits accéléromètres étant adressés à un voteur, dont la sortie est reliée audit filtre passe-bande. Par exemple, lesdits accéléromètres sont disposés l'un au-dessous de l'autre sur un cadre du fuselage.

Par ailleurs, pour limiter l'action du système conforme à l'invention par rapport au signal de pilotage en lacet, il est avantageux de prévoir un dispositif de saturation pour limiter le signal amplifié, issu dudit amplificateur à gain variable. Ce dispositif de saturation peut être tel que l'amplitude maximale de braquage de la gouverne de direction, commandée par le système de l'invention, soit égale à  $2,5^\circ$ .

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

- 5 La figure 1 montre schématiquement, au sol, un avion long courrier quadriréacteur, équipé du système conforme à la présente invention.

La figure 2 est le schéma synoptique du système conforme à la présente invention.

- 10 La figure 3 illustre le premier mode de flexion antisymétrique de voilure, se produisant pendant le vol de l'avion de la figure 1.

- Les figures 4 et 5 sont des diagrammes illustrant la fonction de transfert du système conforme à la présente  
15 invention.

La figure 6 est un diagramme illustrant l'effet du système conforme à la présente invention sur la stabilité de l'avion des figures 1 et 3.

- La figure 7 illustre une variante de réalisation du  
20 système conforme à la présente invention.

La figure 8 montre schématiquement l'implantation sur l'avion des accéléromètres du système de la figure 7.

La figure 9 est une vue selon la flèche IX de la figure 8.

- 25 La figure 10 est une vue en coupe selon la ligne X-X de la figure 9.



L'avion 1, montré schématiquement par la figure 1, est du type long courrier quadriréacteur et il comporte, entre autres, un fuselage 2, dans la partie avant duquel est ménagée une cabine de pilotage 3, des ailes fixes 4 supportant les quatre réacteurs 4a à 4d (voir également la figure 3) et une gouverne de direction 5, articulée sur un empennage vertical 6. La gouverne de direction 5 est actionnée par des moyens de commande en lacet 7, par exemple du type servo-moteurs et servo-commandes.

10 L'avion est piloté par l'intermédiaire d'au moins un calculateur de commande de vol 8, par exemple disposé en soute, à l'arrière de la cabine de pilotage 3. Le calculateur de commande de vol 8 est relié aux moyens de commande en lacet 7, par une liaison 9.

15 Comme cela est illustré par le schéma synoptique de la figure 2, le calculateur de commande de vol 8 reçoit les ordres de commande en lacet, soit d'un organe d'actionnement volontaire 10, par exemple du type minimanche, placé dans la cabine 3 à la disposition du pilote et  
20 associé à un transducteur 11 délivrant un signal électrique représentatif de la rotation dudit organe 10, soit de l'autopilote 12 de l'avion 1. Un dispositif 13 élabore, à partir des ordres reçus du transducteur 11 ou de l'autopilote 12, l'ordre de commande en lacet adressé  
25 aux moyens de commande 7 par l'intermédiaire de la liaison 9.

Lorsque l'avion 1 est en vol, de façon connue, sa partie arrière 14 est soumise à des mouvements de flexion latéraux alternatifs de basse fréquence (quelques Hz).  
30 De plus, les ailes 4 sont soumises à des mouvements de flexion de basse fréquence, notamment selon le mode dit "premier mode de flexion antisymétrique de voilure", pour lequel une aile 4 est alternativement fléchie vers

le bas et vers le haut, tandis que l'autre aile 4 est fléchie alternativement vers le haut et vers le bas. Ce premier mode de flexion antisymétrique est illustré, de l'arrière, sur la figure 3.

- 5 Au-delà d'une certaine vitesse aérodynamique de l'avion 1, il peut y avoir couplage, par les vibrations aéro-élastiques, entre la flexion latérale alternative de la partie arrière 14 du fuselage 2 et la flexion alternative antisymétrique des ailes 4. Il peut alors en  
10 résulter la destruction, partielle ou totale, de l'avion 1.

Comme cela a été expliqué ci-dessus, l'objet de la présente invention est précisément d'éviter un tel couplage.

- 15 Pour ce faire, dans la partie arrière 14 du fuselage 1, est prévu au moins un accéléromètre 15, mesurant les accélérations latérales de ladite partie arrière 14 du fuselage 1 et adressant au calculateur de commande de vol 8, par l'intermédiaire d'une liaison 16, un signal  
20 représentatif desdites accélérations latérales.

Le calculateur de commande de vol 8, conformément à la présente invention, comporte de plus un ensemble de filtrage 17, comportant un filtre passe-bande 18, un filtre d'adaptation de phase 19, un amplificateur 20 et  
25 un commutateur 21. De plus, un additionneur 22 est disposé sur la liaison 9, entre le dispositif 13 d'élaboration d'ordre de lacet et la servocommande 7. Il permet d'additionner le signal provenant de l'ensemble de filtrage 17 à celui provenant du dispositif 13 et  
30 d'adresser aux moyens de commande 7 la somme desdits signaux.

Le filtre passe-bande 18 permet de délimiter le champ des fréquences surveillées et il élimine les fréquences de structure qui ne sont pas centrées autour de la fréquence que l'on contrôle. Par exemple, si la fréquence en flexion de la partie arrière 14 du fuselage, à laquelle risque de se produire un couplage aéroélastique avec le premier mode de flexion antisymétrique de voilure, est égale à 2,5 Hz, le filtre passe-bande 18 est prévu pour laisser passer la bande de fréquences 1 Hz - 4 Hz. Si  $p$  désigne, comme cela est usuel, la variable de la transformation de Laplace, la fonction de transfert du filtre 18 peut être du type

$$\frac{a_0 + a_1.p + a_2.p^2 + a_3.p^3 + \dots + a_{n-1}.p^{n-1}}{b_0 + b_1.p + b_2.p^2 + b_3.p^3 + \dots + b_n.p^n}$$

expression dans laquelle  $a_0, a_1, \dots, a_{n-1}$ , et  $b_0, b_1, b_2, b_3, \dots, b_n$  sont des constantes.

Dans un mode de réalisation particulier, appliqué sur quadriréacteur, la fonction de transfert du filtre passe-bande 18 a été choisie égale à

$$a_1.p / (1 + b_1.p + b_2.p^2),$$

c'est-à-dire que dans ce cas,

$$a_0 = 0, b_0 = 1, a_2 = a_3 = \dots = a_{n-1} = 0 \text{ et } b_3 = b_4 = \dots = b_n = 0.$$

De plus, on a choisi

$$a_1 = b_1 = 0,0637 \text{ et } b_2 = 0,0637^2 = 0,00406.$$

Le filtre d'adaptation de phase 19, quant à lui, peut avoir une fonction de transfert du type  $1 + c_1.p / (1 + c_2.p)$ . Dans l'exemple pratique mentionné ci-dessus,  $c_1$  et  $c_2$  sont respectivement choisis égaux à 0,11 et à 0,037.

L'amplificateur 20 est du type à gain variable. Le gain dudit amplificateur 20 est commandé par un dispositif de calcul 23. Le dispositif de calcul 23 reçoit des signaux respectivement représentatifs de la vitesse aérodynamique VCAS, du nombre de Mach  $M$  et de l'accélération

latérale du fuselage arrière de l'avion 1. Ces deux premiers signaux sont délivrés par des capteurs ou calculateurs, usuellement montés à bord de l'avion 1 et non représentés. Le troisième signal provient de  
5 l'accéléromètre 15. Le dispositif de calcul 23 impose à l'amplificateur 20 un gain décroissant en fonction de la vitesse aérodynamique VCAS, du nombre de Mach M et de l'accélération latérale du fuselage arrière. On remarquera que le gain de l'amplificateur 20 prend en  
10 compte l'altitude de l'avion 1, par l'intermédiaire du nombre de Mach M.

Le commutateur 21 est commandé par un dispositif de comparaison 24, qui reçoit desdits capteurs ou calculateurs respectifs, la vitesse aérodynamique VCAS et le  
15 nombre de Mach M. Si la vitesse aérodynamique VCAS et si le nombre de Mach M sont supérieurs à des seuils respectifs, pour lesquels le couplage aéroélastique entre la flexion latérale arrière du fuselage et la flexion antisymétrique de voilure risque de se produire, le  
20 dispositif de comparaison 24 oblige le commutateur 21 à prendre sa position pour laquelle il relie la sortie de l'amplificateur 20 à l'additionneur 22. En revanche, si la vitesse aérodynamique VCAS et si le nombre de Mach M sont inférieurs auxdits seuils, le dispositif de compa-  
25 raison 24 impose audit commutateur 21 de prendre sa position pour laquelle il isole la sortie de l'amplificateur 20 de l'additionneur 22.

Ainsi, le signal d'accélération latérale mesuré par l'accéléromètre 15, filtré par les filtres 18 et 19 et  
30 amplifié par l'amplificateur 20, forme un signal de correction, qui est superposé au signal de commande en lacet provenant du dispositif 13, quand le commutateur 21 est dans sa position appropriée. Ce signal de correction commande, à travers les moyens de commande 7, la  
35 gouverne de direction 5 pour contrecarrer la flexion latérale de la partie arrière 14 du fuselage 1.

Selon une particularité importante de la présente invention, la fonction de transfert du filtre d'adaptation de phase 19 est choisie, en fonction de la fonction de transfert du filtre passe-bande 19 et de la fonction  
5 de transfert des moyens de commande 7, pour que, à la sortie desdits moyens de commande 7, le braquage appliqué à la gouverne de direction 5 soit déphasé de  $-90^\circ$  par rapport au signal d'accélération mesuré par l'accéléromètre 15 à la fréquence du mode de flexion du  
10 fuselage. Grâce à cette particularité, le braquage de la gouverne de direction 5 est particulièrement efficace pour amortir la flexion latérale alternative de la partie arrière du fuselage, puisqu'il est retardé de  $90^\circ$  par rapport à l'accélération mesurée sur la fréquence de  
15 cette flexion latérale alternative.

Sur les figures 4 et 5, on a représenté, en fonction de la fréquence  $F$  (en Hz), respectivement le module  $\rho$  et la phase  $\phi$  de la fonction de transfert globale des filtres 18 et 19, de l'amplificateur 20 et des moyens de com-  
20 mande 7. On peut y voir que le module  $\rho$  est maximal à la fréquence (2,5 Hz) du mode de flexion latérale du fuselage arrière et que, à cette dernière fréquence, ladite phase  $\phi$  est égale à  $-90^\circ$ , c'est-à-dire que le déphasage entre le signal de mesure issu de l'accéléro-  
25 mètre 15 et le braquage de la gouverne de direction 5 est de  $-90^\circ$ .

Par ailleurs, sur la figure 6, on a représenté, en fonction de la vitesse aérodynamique  $VCAS$  (en kts), l'amortissement du mode de flexion latérale du fuselage  
30 arrière (en % de l'amortissement critique, c'est-à-dire de l'amortissement pour lequel le retour à la position d'équilibre est apériodique). On peut y voir (courbe R) que, sans le système de filtrage 17 de l'invention, au-delà de la vitesse critique de flottement, la flexion

latérale du fuselage arrière passe du domaine stable (S) au domaine instable (U), alors que (courbe R'), avec le système de filtrage 17 de l'invention, la flexion latérale du fuselage arrière reste dans le domaine stable (S) pour toutes les vitesses. Ainsi, le système conforme à l'invention fait disparaître la vitesse critique de flottement, et augmente l'amortissement du mode de flexion latérale du fuselage arrière dans tout le domaine de vitesses considérées.

10 Dans le mode de réalisation illustré sur la figure 2, on a supposé que l'accéléromètre 15 était unique. En revanche, la variante de réalisation montrée par la figure 7 comporte, à des fins de sécurité, trois accéléromètres 15a, 15b et 15c, de type analogique. Les  
15 signaux de mesure desdits accéléromètres sont respectivement transmis à des filtres anti-repliement (anti-aliasing) 30a, 30b et 30c, puis, après filtrage, à des convertisseurs analogique-numérique 31a, 31b et 31c. Ensuite, lesdits signaux sont adressés à un voteur 32,  
20 dont la sortie attaque le filtre passe-bande 18. Le voteur 32 fournit au filtre 18 et au calculateur 23, soit le signal qui est le plus probable, soit le signal qui est compris entre les deux autres, ou bien encore une combinaison des signaux provenant des accéléromètres  
25 15a, 15b, 15c.

De plus, dans la variante de réalisation de la figure 7, un dispositif de saturation 33 est disposé entre l'amplificateur 20 et le commutateur 21. Par exemple, le dispositif de saturation 33 limite à 2,5° l'ordre de  
30 correction de commande en lacet, engendré à partir des accéléromètres 15a, 15b et 15c, par les filtres 18 et 19.

Comme cela est représenté sur la figure 7, les convertisseurs analogique-numérique 31a, 31b et 31c, le voteur 32 et le dispositif de saturation 33 peuvent être incorporés à l'ensemble de filtrage 17.

- 5 Les figures 8 et 10 illustrent la façon dont les accéléromètres 15a, 15b et 15c sont disposés dans la partie arrière 14 du fuselage 2. Ces accéléromètres sont fixés, l'un en dessous de l'autre sur un cadre 34 dudit fuselage, par l'intermédiaire d'équerres de fixation,
- 10 portant respectivement les références 35a, 35b et 35c et proches l'une de l'autre. Ainsi, lesdits filtres 15a, 15b et 15c mesurent les mêmes accélérations transversales à l'axe longitudinal de l'avion 1, dans la mesure où il n'y a pas de torsion du fuselage arrière.

REVENDICATIONS

1. Système permettant d'améliorer le comportement en flottement d'un aéronef (1), pourvu d'une voilure fixe (4) et d'une gouverne de direction (5), qui est actionnée par des moyens (7) de commande recevant un signal de pilotage en lacet, ledit système comportant :
- 5 - un accéléromètre (15), disposé dans la partie arrière (14) dudit aéronef, pour détecter les accélérations dues à la flexion latérale alternative de celle-ci et engendrer un signal représentatif desdites accélérations latérales ;
  - 10 - des moyens de filtrage (17), recevant ledit signal représentatif desdites accélérations latérales et engendrant un signal de correction de commande de ladite gouverne de direction, signal de correction qui dépend de la vitesse dudit aéronef et qui est destiné à l'amortissement de ladite flexion latérale alternative ; et
  - 15 - des moyens (22) pour additionner ledit signal de correction audit signal de pilotage ;
- 20 caractérisé en ce que lesdits moyens de filtrage (17) comportent :
- un filtre passe-bande (18), dont la bande passante est centrée autour de la fréquence de la flexion latérale alternative de ladite partie arrière (14) et qui
  - 25 reçoit ledit signal représentatif desdites accélérations latérales, engendré par ledit accéléromètre (15) ;
  - un filtre d'adaptation de phase (19), qui reçoit le signal issu dudit filtre passe-bande (18) ;
  - 30 - un amplificateur (20) à gain variable, amplifiant le signal issu dudit filtre d'adaptation de phase (19), le gain dudit amplificateur (20) étant une fonction décroissante de la vitesse aérodynamique (VCAS) dudit aéronef ; et



- un commutateur (21) transmettant auxdits moyens d'addition (22) le signal amplifié par ledit amplificateur (20), lorsque ladite vitesse aérodynamique (VCAS) de l'aéronef est supérieure à un premier seuil de vitesse auquel risque de se produire un couplage aéroélastique entre ladite flexion alternative de ladite partie arrière (14) dudit aéronef et le premier mode de flexion antisymétrique de la voilure (4) de celui-ci,
- ledit filtre d'adaptation de phase (19) étant tel que ledit signal amplifié par ledit amplificateur (20) est, après passage dans lesdits moyens de commande (7) de ladite gouverne de direction (5), retardé de 90° par rapport audit signal représentatif desdites accélérations latérales, engendré par ledit accéléromètre (15).

2. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que la fonction de transfert dudit filtre d'adaptation de phase (19) est du type  $1+c1.p/1+c2.p$ ,  $p$  étant la variable de la transformation de Laplace et  $c1$  et  $c2$  étant des constantes.

3. Système selon l'une des revendications 1 ou 2, caractérisé en ce que la fonction de transfert dudit filtre passe-bande (18) est du type

$$\frac{a_0+a_1.p+a_2.p^2+a_3.p^3+...+a_{n-1}.p^{n-1}}{b_0+b_1.p+b_2.p^2+b_3.p^3+...+b_n.p^n}$$

$p$  étant la variable de la transformation de Laplace et  $a_0, a_1, ..., a_{n-1}, b_0, b_1, ..., b_n$  étant des constantes.

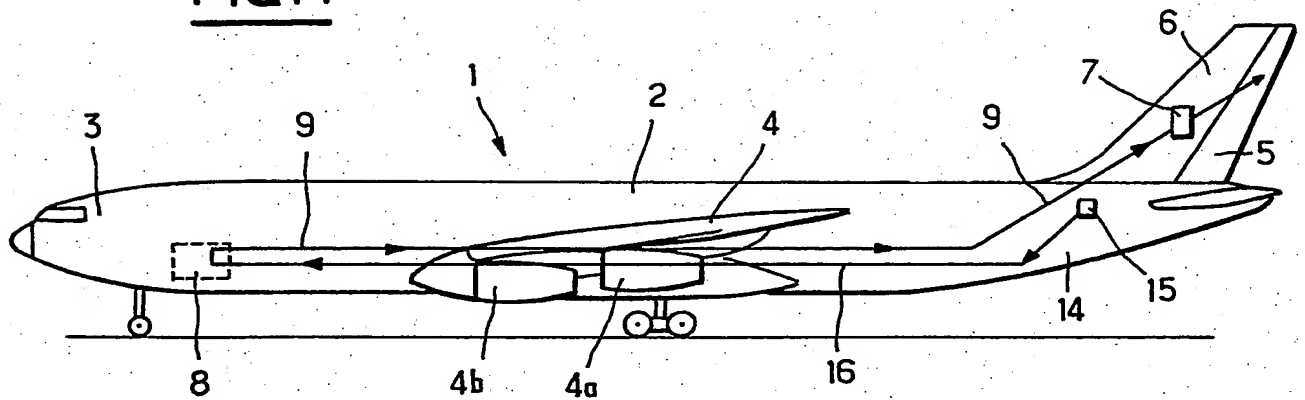
4. Système selon la revendication 3, caractérisé en ce que  $a_0=0, b_0=1, a_2=a_3=...=a_{n-1}=0$  et  $b_3=b_4=...=b_n=0, a_1=b_1$  et  $b_2=a_1^2$ .

5. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 4,  
caractérisé en ce que le gain dudit amplificateur (20) est une fonction décroissante, non seulement de ladite  
5 vitesse aérodynamique (VCAS), mais encore du nombre de Mach (M) et de l'accélération latérale du fuselage arrière dudit aéronef (1).
6. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 5,  
10 caractérisé en ce que ledit commutateur (21) transmet auxdits moyens d'addition (22) le signal amplifié par ledit amplificateur (20), lorsque, à la fois, ladite vitesse aérodynamique (VCAS) et le nombre de Mach (M) de l'aéronef, sont respectivement supérieurs audit premier  
15 seuil de vitesse et à un second seuil de nombre de Mach, auquel risque de se produire un couplage aéroélastique entre ladite flexion alternative de ladite partie arrière (14) dudit aéronef et le premier mode de flexion antisymétrique de la voilure (4) de celui-ci.
- 20 7. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 6,  
caractérisé en ce que l'accéléromètre est de type analogique et en ce qu'un filtre anti-repliement (30a, 30b, 30c) est disposé entre ledit accéléromètre et ledit  
25 filtre passe-bande (18).
8. Système selon la revendication 7,  
caractérisé en ce qu'un convertisseur analogique-numérique est disposé entre ledit filtre anti-repliement et ledit filtre passe-bande (18).
- 30 9. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 8,

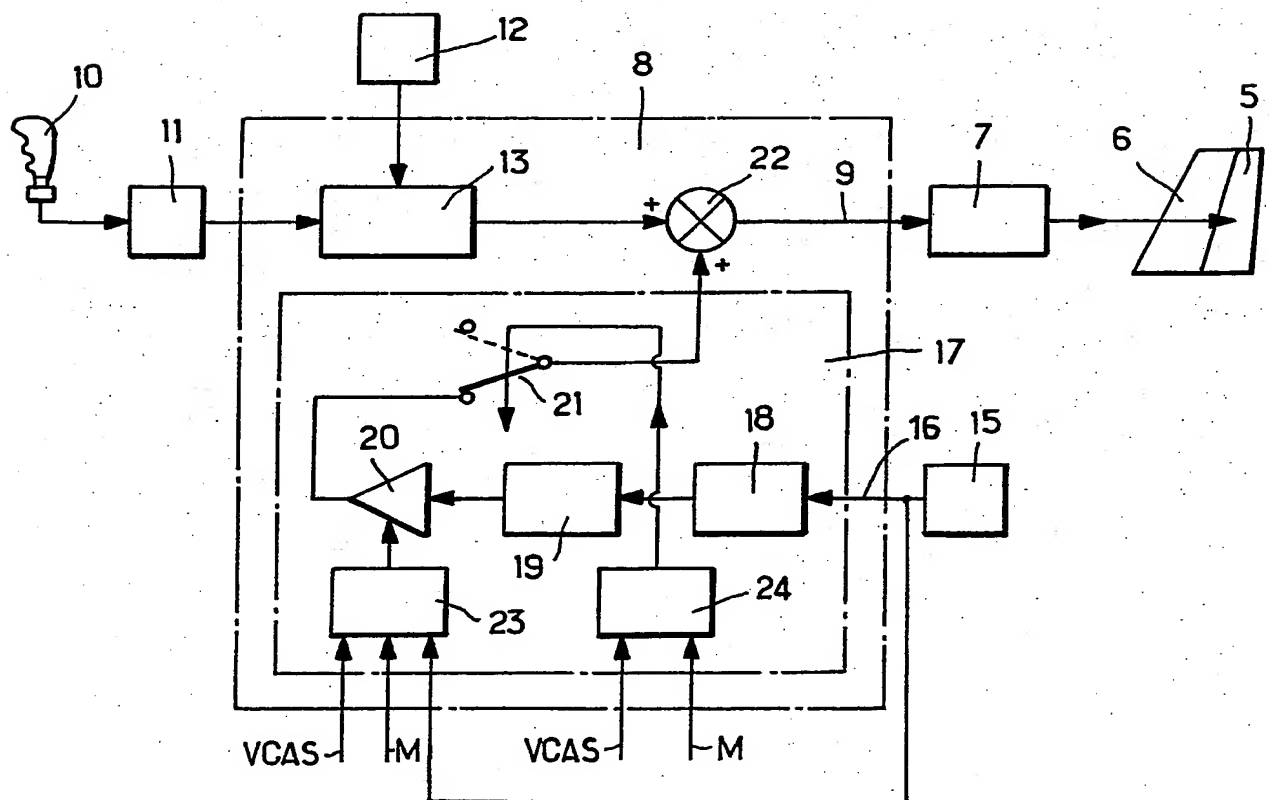
caractérisé en ce qu'il comporte plusieurs accéléromètres en parallèle (15a,15b,15c), disposés proches l'un de l'autre dans ladite partie arrière (14) de l'aéronef et engendrant chacun un signal représentatif desdites  
5 accélérations latérales, lesdits signaux issus desdits accéléromètres étant adressés à un voteur (32), dont la sortie est reliée audit filtre passe-bande (18).

10. Système selon la revendication 9,  
caractérisé en ce que lesdits accéléromètres (15a,15b,  
10 15c) sont disposés l'un au-dessous de l'autre.

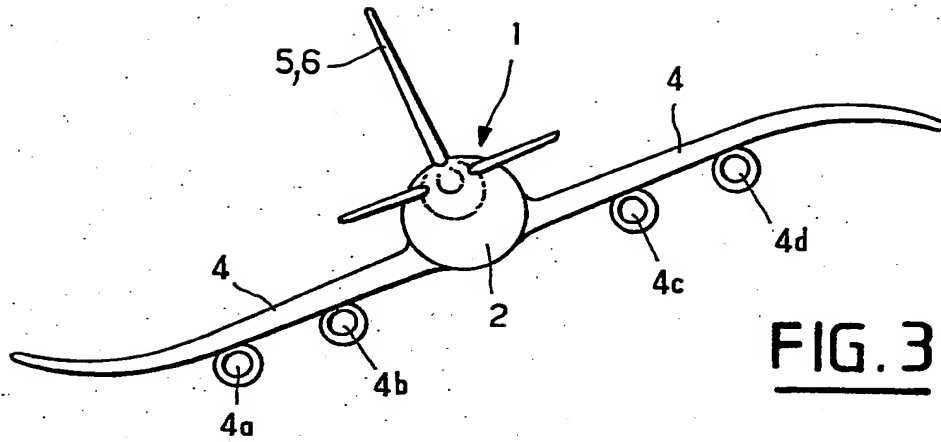
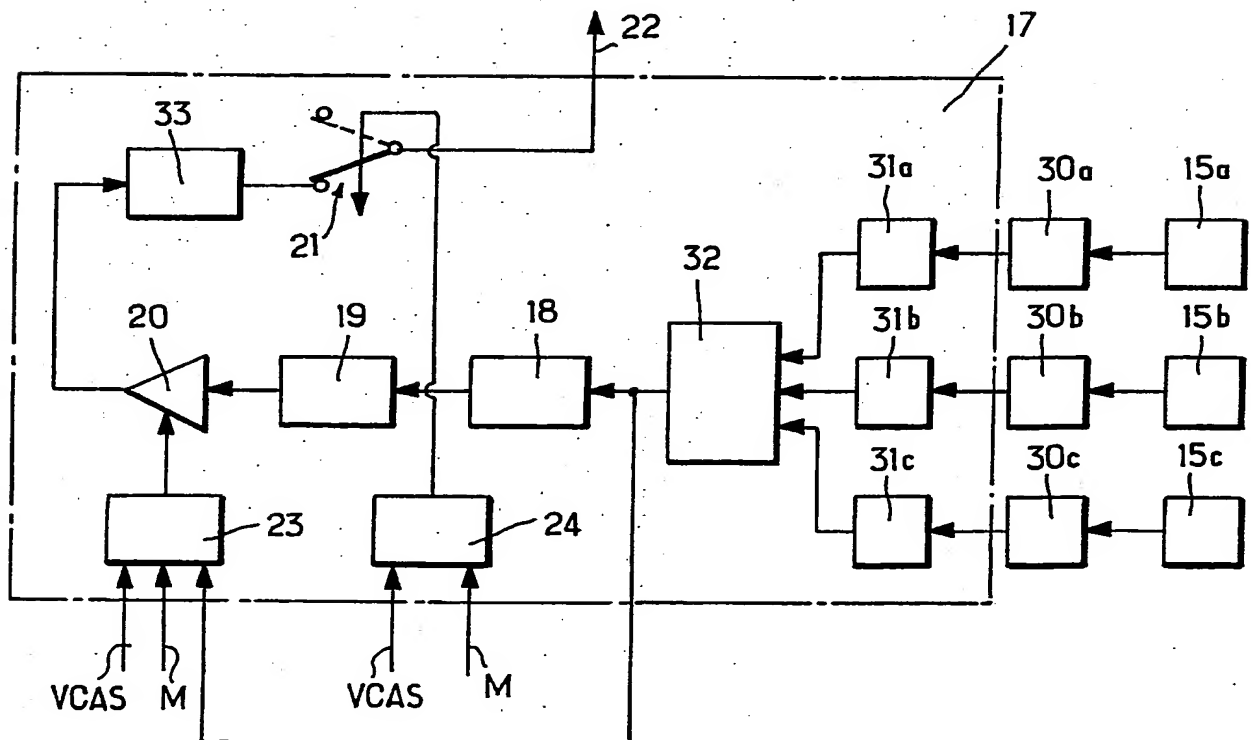
11. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 10,  
caractérisé en ce qu'un dispositif de saturation (33) est prévu pour limiter le signal amplifié, issu dudit  
15 amplificateur (20) à gain variable.

FIG. 1

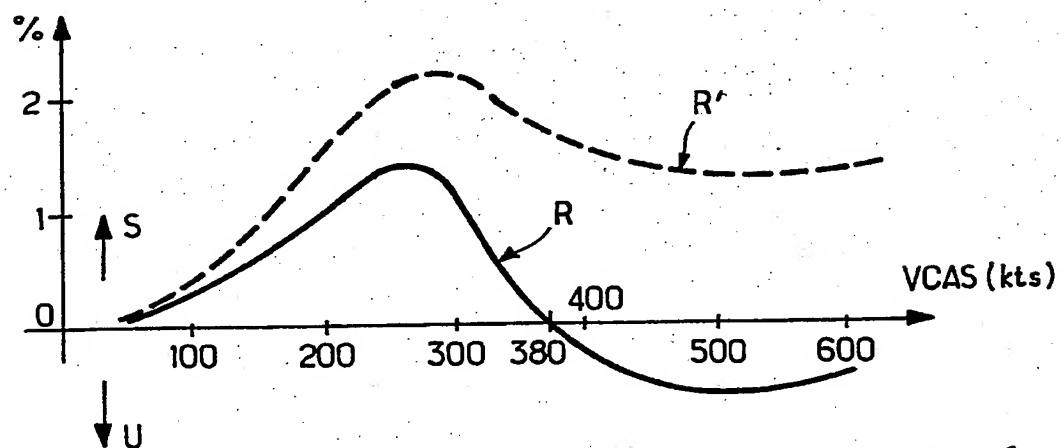
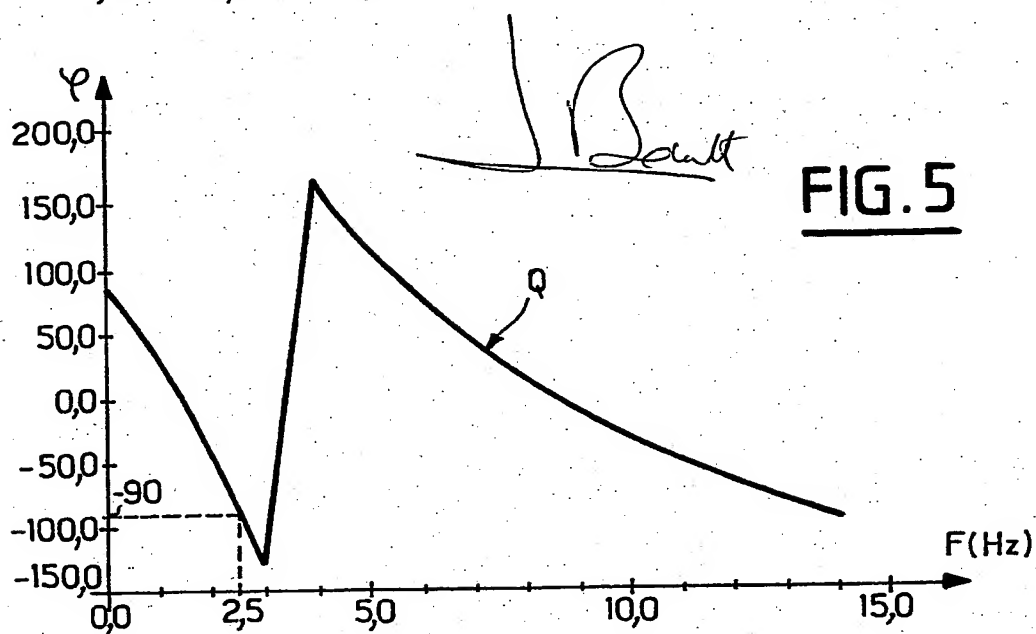
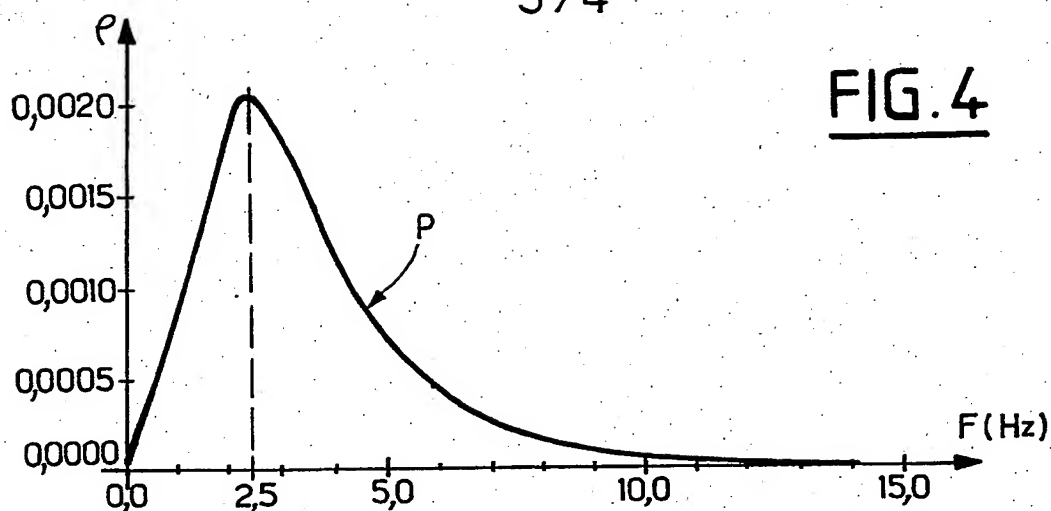
*Signature*

FIG. 2

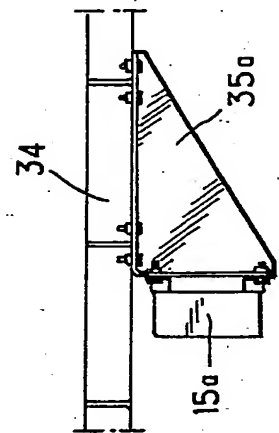
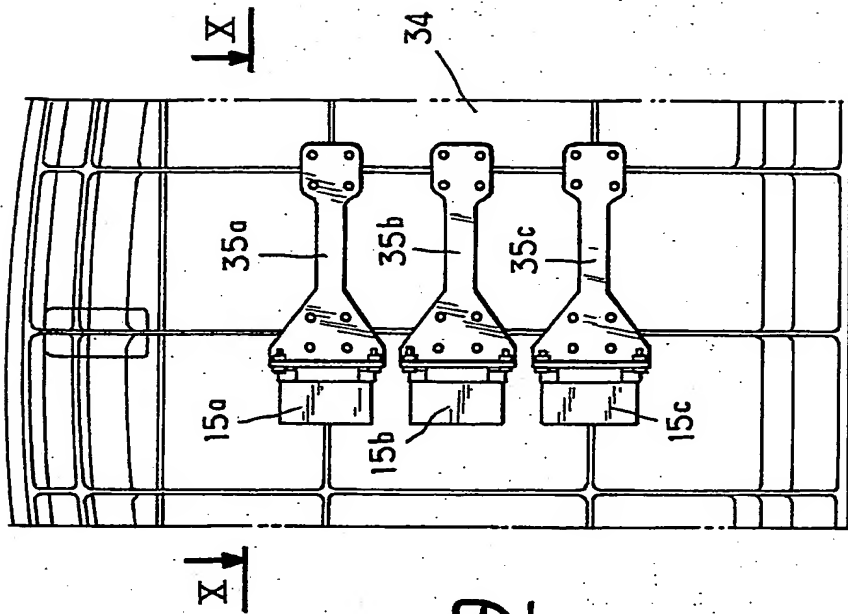
2/4

FIG. 7

3/4



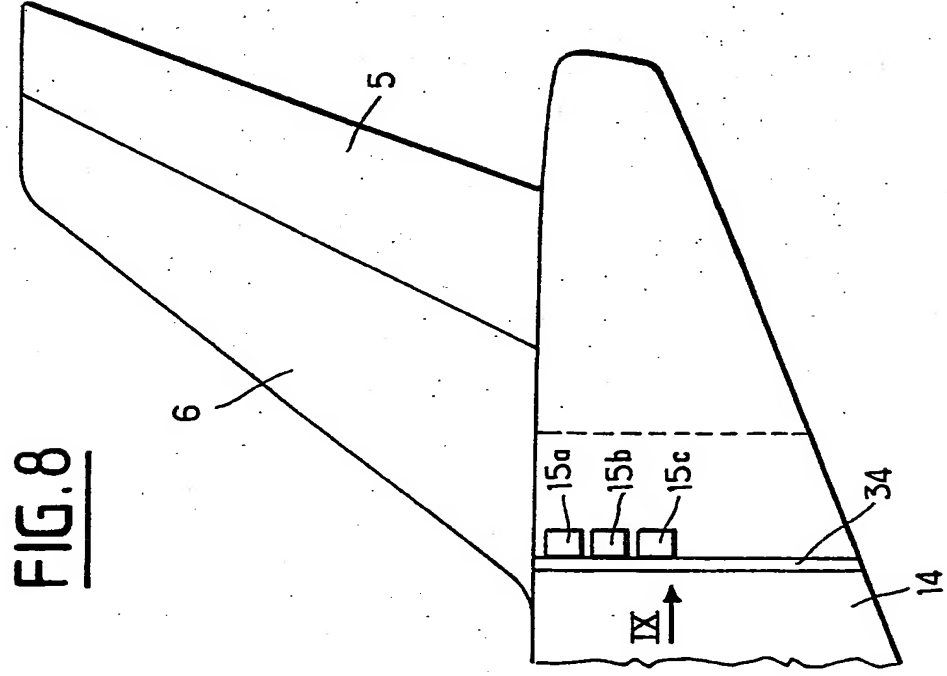
4/4



**FIG. 9**

**FIG. 10**

*Handwritten signature*



**FIG. 8**

**THIS PAGE BLANK (USPTO)**



INSTITUT NATIONAL  
de la  
PROPRIETE INDUSTRIELLE

RAPPORT DE RECHERCHE  
établi sur la base des dernières revendications  
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement  
national

FR 9100975  
FA 455397

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	
A	EP-A-293 018 (THE BOEING CO.) * le document en entier *	1-5, 9, 10
A, D	ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH AND DEVELOPMENT (AGARD) no. 157, 17 Octobre 1974, PARIS pages 2301 - 2317; G.C. COHEN ET AL.: 'IMPACT OF ACTIVE CONTROL TECHNOLOGY ON AIRPLANE DESIGN ' * page 2301 - page 2304; figures 5, 6 *	1-4, 11
A	EP-A-101 384 (AEROSPATIALE) * page 2, ligne 29 - page 4, ligne 20 * * page 4, ligne 31 - page 5, ligne 6 * * page 7, ligne 21 - page 8, ligne 20 * * page 9, ligne 12 - ligne 22 * * revendications 1-5; figure 2 *	1-4, 11
A	JOURNAL OF GUIDANCE AND CONTROL AND DYNAMICS vol. 12, no. 2, Mars 1989, NEW YORK, US pages 147 - 154; B. WIE ET AL.: 'NEW GENERALIZED STRUCTURAL TILTING CONCEPT FOR ACTIVE VIBRATION CONTROL SYNTHESIS ' * le document en entier *	1-4
A, D	FR-A-2 298 132 (AKTIEBOLAGET BOFORS) * page 3, ligne 17 - page 4, ligne 27 * * revendications 1-3 *	1
A, D	US-A-3 902 686 (WYKES ET AL.)	
A, D	WO-A-8 702 964 (GRUMMAN AEROSPACE CO.)	
Date d'achèvement de la recherche		Examineur
08 OCTOBRE 1991		ESTRELA Y CALPE J.
<p><b>CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES</b></p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons &amp; : membre de la même famille, document correspondant</p>		

EPO FORM 1503 01.82 (P0412)

**THIS PAGE BLANK (USPTO)**